

打上げ実験用ロケットノート

NO. 8

JCR型ロケット9号機

MT-135P型ロケットT-7, 8号機

昭和48年7月

宇宙開発事業団

JCR型ロケット 9号機

1. 概要と目的

JCR型ロケットは、人工衛星打上げ用ロケットに用いる誘導制御技術を開発するための2段式固体ロケットである。

今回の9号機は、誘導系搭載電子機器と地上電子装置とのリンク試験および地上からの電波指令による姿勢変更試験を行ない、それらの機能・性能の確認を行なうとともに、ガスジェット制御装置の制御特性を確認する。

また緊急破壊系の機能確認を行なう。

2. 諸元

JCR型ロケット9号機の諸元は、表1に示すとおりである。

第2段ロケットは、ノーズコーン部、頭胴部および第2段ロケットモータ部で構成され、第1段ロケットは、分離部、および第1段ロケットモータ部で構成されている。

(1) ノーズコーン部

ノーズコーン部には、LバンドおよびCバンドレーダトランスポンダ、Sバンドコマンド受信装置、FM-PMテレメータ送信装置、コマンドデコーダならびに計測装置が搭載され、外板にはLバンドレーダトランスポンダ用アンテナ、Cバンドレーダトランスポンダ用アンテナ、Sバンドコマンド受信アンテナ、FM-PMテレメータ送信アンテナおよび着脱接栓が取り付けられている。

(2) 頭胴部

頭胴部には、ガスジェット制御装置、ジャイロ機器およびタイマ機器が搭載されている。

(3) 第2段ロケットモータ部

第2段ロケットモータ部は、第2段ロケットモータ、緊急破壊装置および尾翼で構成されている。

(4) 分離部

分離部は、4個の分離ナットおよび電源配線系で構成されている。

(5) 第1段ロケットモータ部

第1段ロケットモータ部は、第1段ロケットモータおよび尾翼で構成されている。

4. 姿勢制御装置

姿勢制御装置は、ジャイロ機器およびガスジェット制御装置で構成されている。

(1) ジャイロ機器

ジャイロ機器は、ロケットのロール軸まわりの角度ならびにロケットのロール、ピッチおよびヨー軸まわりの角速度を検出してガスジェット制御電子機器に信号を送るもので、次の機器で構成されている。

(ア) フリージャイロ

フリージャイロは、ロケット機体のロール角変位を検出する。

最大入力角 $\pm 180^\circ$

フリージャイロゲイン $1 \text{ VDC} / \text{deg} (\text{制御用})$

(イ) レートジャイロ

レートジャイロは、3軸（ロール、ピッチ、ヨー）方向の角速度を検出する。

最大入力角速度 $\left\{ \begin{array}{ll} \text{ロール} & \pm 100^\circ / \text{sec} \\ \text{ピッチ, ヨー} & \pm 20^\circ / \text{sec} \end{array} \right.$

レートジャイロゲイン $\left\{ \begin{array}{ll} \text{ロール} & 0.1 \text{ VDC} / \text{deg} / \text{sec} (\text{制御用}) \\ \text{ピッチ, ヨー} & 0.5 \text{ VDC} / \text{deg} / \text{sec} (\text{制御用}) \end{array} \right.$

(ウ) 積分ジャイロ

積分ジャイロは、ロール軸回りの角度を検出する。

最大入力角 $\pm 10^\circ$

積分ジャイロゲイン $1 \text{ VDC} / \text{deg} (\text{制御用})$

(エ) プログラマ

プログラマは、タイマ信号およびコマンドデコーダの信号を受けて、積

分ジャイロのロール基準軸を変更する。

(ア) インバータ

インバータは、直流28Vを受けてジャイロ機器励磁用400Hz 26V電源に変換するものである。

(2) ガスジェット制御装置

ガスジェット制御装置は、第2段頭胴部に搭載され、ガスジェット装置および制御電子機器で構成されている。

ロケットの誤差角は、フリージャイロ、レートジャイロおよび積分ジャイロによって検出される。この誤差角を修正するための制御信号は、制御電子機器からガスジェット装置に送られる。

(ア) ガスジェット装置

ガスジェット装置は、制御電子機器からのオンオフ出力信号をガスジェットのオンオフに変換し、ロール制御トルクを発生するもので、加圧系統、推薬供給および推力発生系統から構成されている。

加圧ガスには N_2 ガスを使用し、推薬には今回初めて N_2H_4 （ヒドラジン）を使用する。

ガスジェット装置の主要諸元は、表2に示すとおりである。

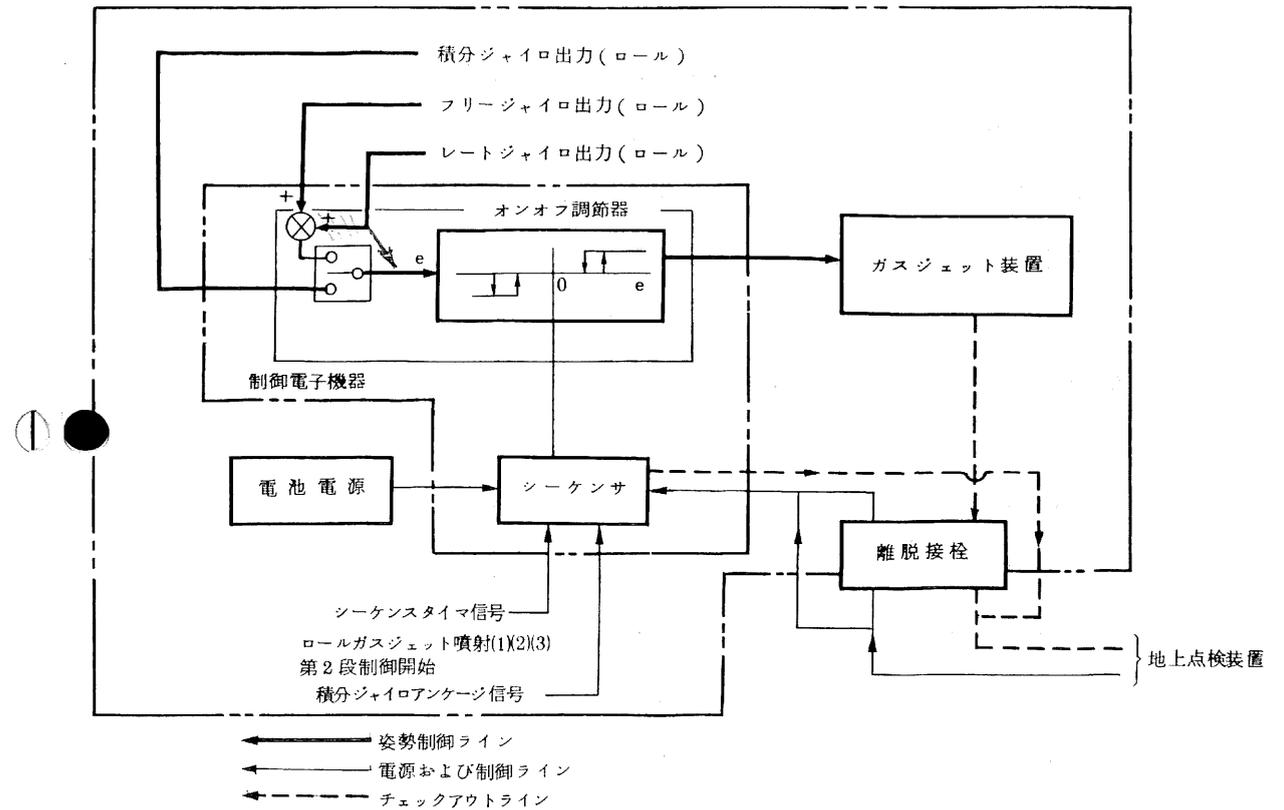
表2 ガスジェット装置の主要諸元

項目	単位	諸元
全推力	$Kg \cdot sec$	約600以上
モータ推力	Kg	1.8
作動時間	sec	約2.6
制御トルク	$Kg \cdot m$	0.6
モーメントアーム	m	0.17
N_2H_4 容量	ℓ	3.5

(イ) 制御電子機器

制御電子機器は、機体ロール軸の姿勢角および角速度を検出したフリージャイロ、積分ジャイロおよびレートジャイロの出力信号を受けてオンオフ信号に変換し、ガスジェット装置のオンオフ操作弁に操作信号を与えるものでオンオフ調節器、シーケンサおよびパッケージで構成されている。ガスジェット制御装置のブロックダイアグラムを図3に示す。

図3 ガスジェット制御装置ブロックダイアグラム



5. 搭載電子機器

搭載電子機器は、LバンドおよびCバンドレーダトランスポンダ装置、FM-PMテレメータ送信装置、Sバンドコマンド受信装置、コマンドデコーダ、計測装置および電源等で構成されている。

主要性能は、以下に示すとおりである。

(1) Lバンドレーダトランスポンダ

レーダトランスポンダは、ロケット追尾用に使用されるもので、仕様は次のとおりである。

受信周波数	1673MHz ± 1MHz
送信周波数	1687MHz ± 1MHz
パルス幅	約2μsec
送信出力	100WP-P
最小トリガーレベル	-70dBm以下
パルス繰返し周波数	500PPS

(2) Cバンドレーダトランスポンダ

Cバンドレーダトランスポンダ装置は、ロケットの精密追尾および電波誘導用に使用されるもので、仕様は次のとおりである。

受信周波数	5586MHz ± 3MHz
送信周波数	5636MHz ± 3MHz
送信パルス幅	約0.5μsec
送信出力	400WP-P
受信感度	-70dBm以下
パルス繰返し周波数	500PPS (同期時)
受信パルス幅	約0.25μsec

(3) FM-PMテレメータ送信装置

FM-PMテレメータ送信装置は、飛行中の計測データを地上にFM-PM方式によって伝送するもので、仕様は次のとおりである。

送信方式	水晶制御FM-PM方式
主搬送波周波数	295.0MHz
主搬送波出力	0.5W

(4) Sバンドコマンド受信装置

Sバンドコマンド受信装置は、あらかじめ定められた指令信号を受けて、ロケットのディストラクト用リレーおよびタイマ停止用リレーを作動させるものである。

(5) Cバンドレーダトランスポンダ用コマンドデコーダ

コマンドデコーダは、Cバンドレーダトランスポンダで受信された誘導符号を復調し、誘導装置に信号を与えると同時に復調確認用のPPM信号を発生し、Cバンドレーダトランスポンダを変調するもので仕様は次のとおりである。

(ア) 入力特性

入力パルス動作入力	50mV以上 (-65dBmで作動)
入力パルス幅	0.25μsec
コマンド符号間隔	4.17μsec
コマンド符号パターン	3 out of 6

(イ) 出力特性

出力数	8 (正常追尾およびリセットを除く)
出力形式	ラッチングリレー
テレメータ用出力	10項目

6. 緊急破壊装置

緊急破壊装置は、Sバンドコマンド受信装置からの信号を受けて作動し、第2段ロケットモータ鏡板の一部を成型爆薬によって破断または穿孔し、ロケットモータの燃焼を停止する機能を有する。

7. 飛しょうシーケンス

JCR型ロケット9号機の飛しょうシーケンスを図4に示す。そのうち制御関係は次のとおりである。

(1) 第1段飛しょう中および第2段慣性飛しょう中にタイマ信号を受けて、次のようにジェットモータが作動する。

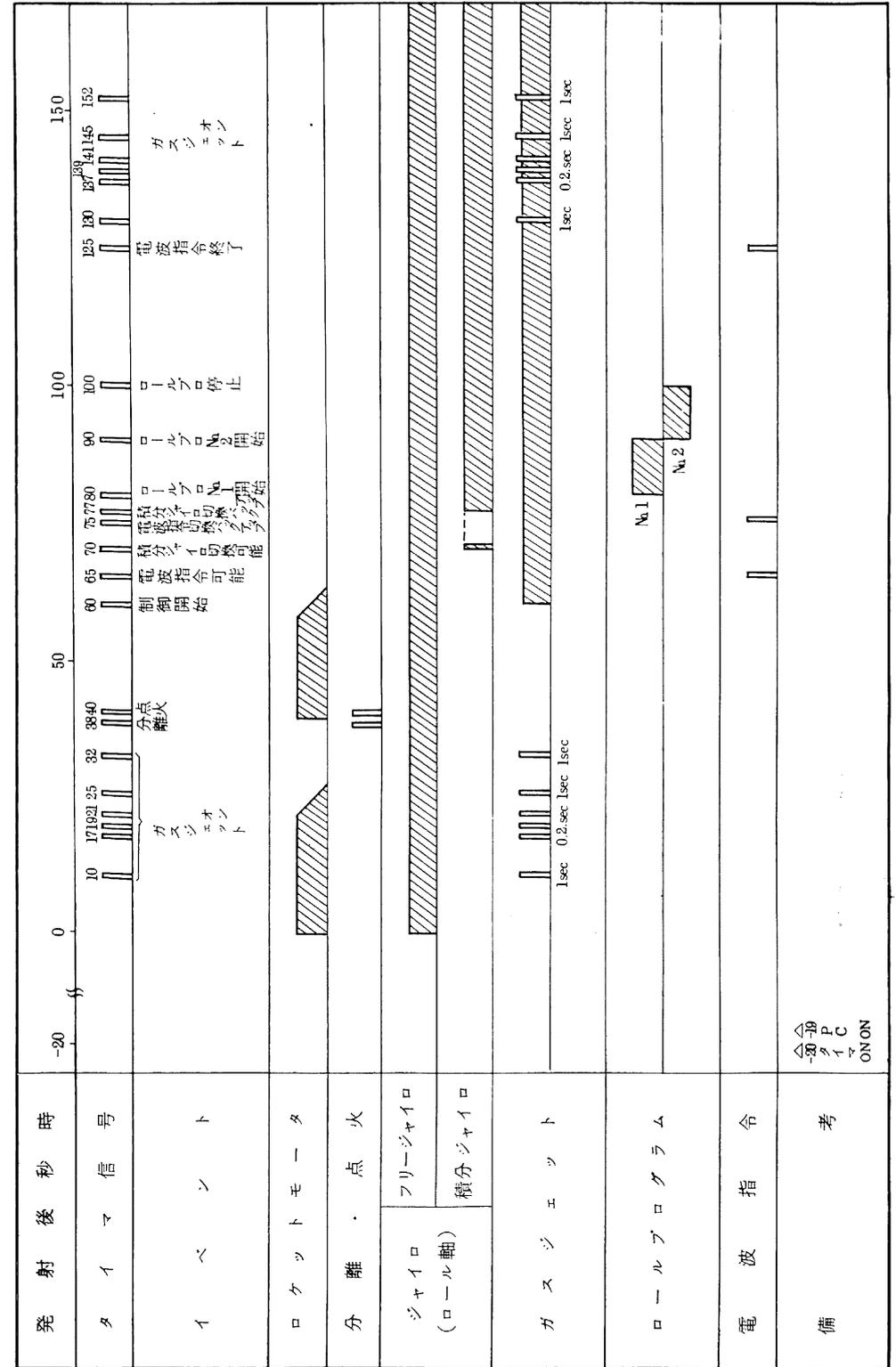
1秒間作動 : 発射後10秒, 25秒, 32秒, 130秒, 145秒, 152秒

0.2秒間作動 : 発射後17秒, 19秒, 21秒, 137秒, 139秒, 141秒

(2) 発射後60秒にタイマ信号を受け、フリージャイロおよびレートジャイロの出力信号を入力として、ロール制御を開始する。

(3) 発射後70秒から77秒の間にデスピグが完了した場合には、その時点で積分ジャイロに切換えロール制御を続行する。

(4) 発射後70秒から77秒の間にデスピグが完了しない場合は、77秒にタイマからの積分ジャイロ切換バックアップ信号により、積分ジャイロに切換える。



- (5) 発射後80秒から100秒まで20秒間にロールプログラムによるプログラム制御を行なう。
- (6) 発射後65秒から125秒の間に地上からの電波指令による姿勢変更試験を行なう。

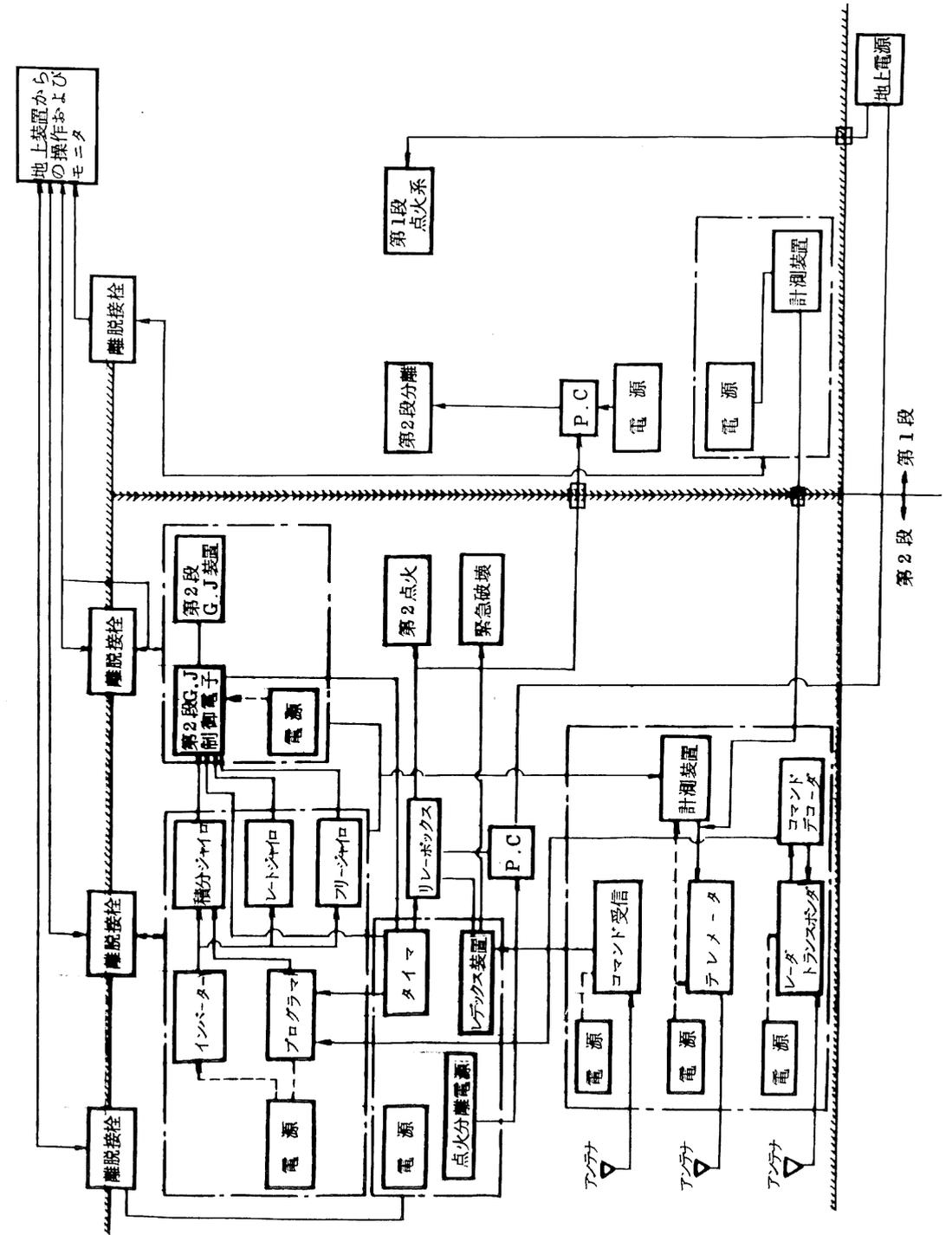
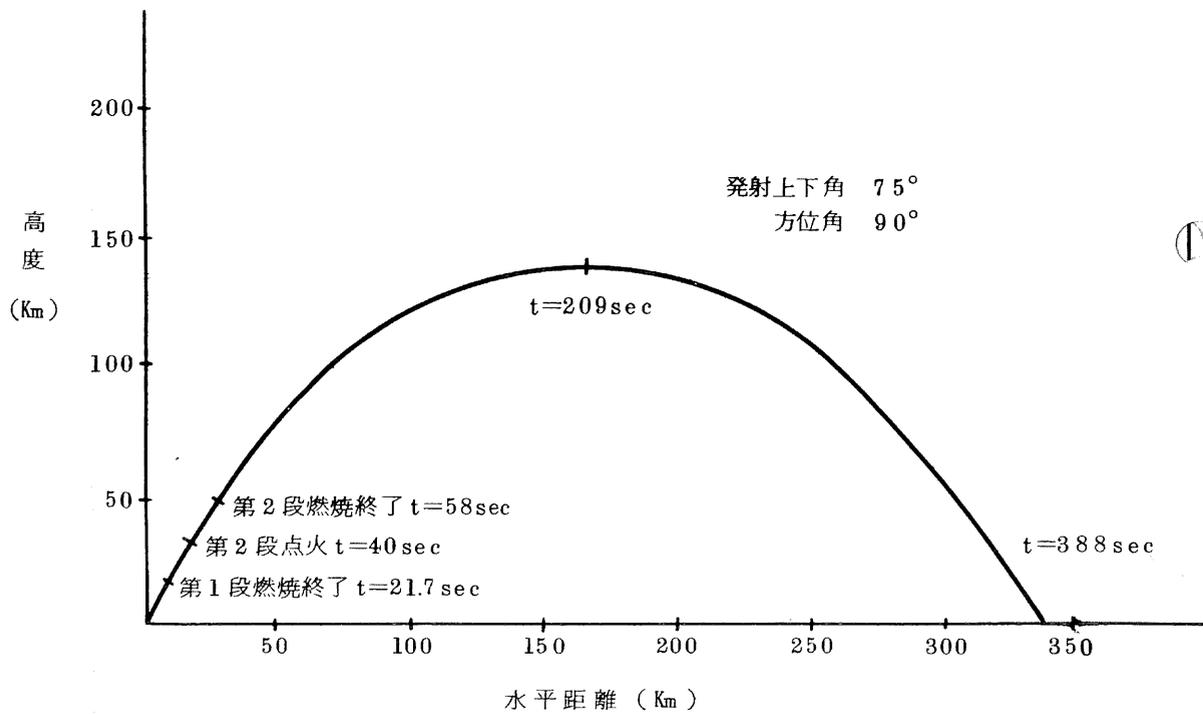
8. 機能系統

JCR型ロケット9号機の機能系統を図5に示す。

9. 飛しょう性能

JCR型ロケット9号機の飛しょう経路を図6に示す。

図6 JCR型ロケット9号機の飛しょう経路



MT-135P型ロケットT-7, 8号機

1. 概要と目的

MT-135P型ロケットは気象観測用の1段式固体ロケットである。

今回のT-7およびT-8号機は、人工衛星打上げのために必要な種子島上空の気象データ(風向, 風速および温度)を取得する。

2. 諸元

MT-135P型ロケットT-7, T-8号機の諸元の概要は、表1に示すとおりである。

表1 MT-135P型ロケット主要諸元表

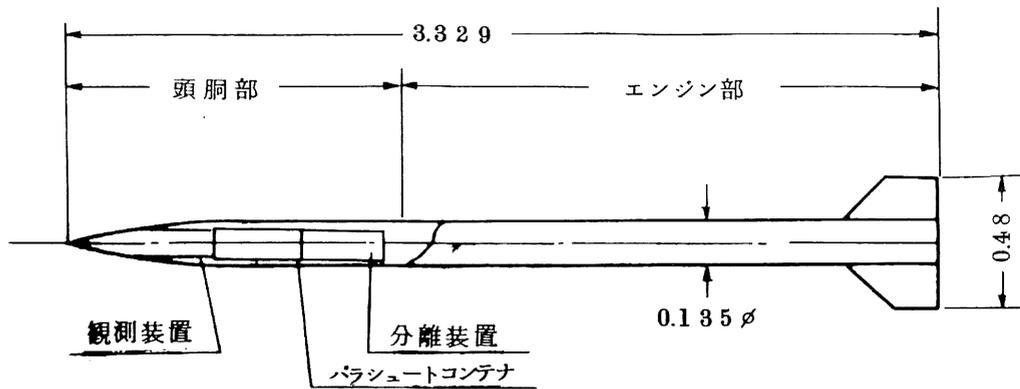
項 目		諸 元
寸 度	全 長(m)	3.329
	外 径(m)	0.135
重 量	発 射 時(Kg)	67.9
	燃 焼 終 了 時(Kg)	30.4
飛 行 性 能 (80°発射時)	到 達 高 度(Km)	56
	到 達 水 平 距 離(Km)	46
エ ン ジ ン	型 式	丸型内面燃焼方式
	推 進 薬	ポリウレタン系コンポジット
	推 進 薬 重 量(Kg)	37.5
	総 推 力(ton-sec)	$0.82 \times 10.5 = 8.6$
	燃 焼 時 間(sec)	10.5
分 離 装 置	方 式	火薬による押出し
	時 間 設 定	タイマ
搭 載 機 器		トランスポンダ装置, パラシュート, 温度センサ

3. 構造

MT-135P型ロケットの全体形状は、図1に示すとおりである。

図1. MT-135P型ロケットの全体形状

(単位：m)



頭胴部には、大気温度を測定する観測装置と、これをゆっくり降下させるためのパラシュートおよび機体から頭胴部を切り離す分離装置が収納されている。

ロケットが最高高度に達するとタイマが作動し、機体から頭胴部が切り離されパラシュートが放出開傘する構造となっている。

ロケットの燃料は、ポリウレタン系コンポジット推進薬で、クロムモリブデン製のチャンバに装填されている。

4. 観測システム

観測システムの概要は、図2に示すとおりである。

観測装置の主な仕様は、次のとおりである。

受信周波数	1673MHz
返信周波数	1687MHz
変調方式	PPM
出力	8W
温度センサ	バルコワイヤ
電源	酸化銀蓄電池

図2. 観測システム

